

В последнее время был сделан уклон на тщательное изучение СДД, так как они являются более привлекательными, чем ИДД в силу ряда вышеприведенных преимуществ. Возможно, именно данный тип двигателей встанет на замену традиционным.

ДД могут найти широкое применение в различных отраслях, таких как авиа-двигателестроение, судовая и энергетическая промышленности. Это повысит востребованность предприятий, занимающихся развитием ДД, а также расширит производственную базу, что приведет к снижению стоимости двигателей.

Библиографический список

1. Волков К.Н. Булат П.В. История исследования детонационного горения // Ударные волны: Сборник статей – Краснодар: Издательский Дом – ЮГ, 2015 – С.105-128
2. Импульсные детонационные двигатели. Кн. 1 // Под ред. С.М. Фролова, Торус Пресс, 2006, с. 19-32.
3. Ф. А. Быковский, С. А. Ждан. Непрерывная спиновая детонация: учебник для вузов. /Ин-т гидродинамики. Новосибирск. 2013. 422 с.
4. Большая советская энциклопедия. Изд. 3-е. Том 08 / Под ред. А. М. Прохорова. Советская энциклопедия, 1972.
5. Фролов С. М., Аксёнов В. С., Дубровский А. В., Иванов В. С., Шамшин И. О. Энергоэффективность непрерывно-детонационных камер сгорания // Физика горения и взрыва, 2015. Т. 51. № 2. С. 102–117. Ф.
6. Булат П.В., Денисенко П.В., Волков К.Н. Тенденции разработки детонационных двигателей для высокоскоростных воздушно-космических летательных аппаратов и проблема тройных конфигураций ударных волн. Часть I - Исследования детонационных двигателей // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2016. Т. 16. № 1. С. 1-21.
7. С. М. Фролов, В. С. Аксёнов, В. С. Иванов, С. Н. Медведев, И. О. Шамшин, Н. Н. Яковлев, И. И. Костенко. Огневые испытания ракетного двигателя с непрерывно-детонационным горением топливной пары "природный газ - кислород" // Горение и взрыв, 2017. Том 10. №4. С. 23-29.
8. С. М. Фролов, В. И. Звезгинцев, В. С. Иванов, В. С. Аксёнов, И. О. Шамшин, Д. А. Внучков, Д. Г. Наливайченко, А. А. Берлин, В. М. Фомин. Огневые испытания модели прямоточного воздушно-реактивного двигателя с детонационным горением водорода в аэродинамической трубе при числах Маха от 5 до 8 // Горение и взрыв, 2017. Том 10. №3. С. 26-35.

УДК 629.7.071

К ВОЗМОЖНОСТИ ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОГО ОБОСНОВАНИЯ МНОГОКРАТНОГО ЗАПУСКА ЭЛЕМЕНТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

А. А. Дмитриева

Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

Основные концепции развития космических транспортных систем (ТКС) определяются их целевым значением и проблемами эксплуатации. Со времен начальных этапов освоения космоса появилась потребность в обслуживании на орбите и возвращении на Землю дорогостоящих сложных космических объектов.

Дальнейшее снижение стоимости всего жизненного цикла РН является одной из главных проблем ТКС на сегодняшний день. Логика развития ракетно-космической техники (РКТ) указывает на перспективность многоразовых средств выведения [1], причем переход от РН, рассчитанных на однократное применение к полностью многоразовым космическим ТС возможен лишь постепенно. Традиционные одноразовые ракеты-носители – основное ТС, обеспечивающее доставку полезного груза на орбиту. Космический корабль будем считать многоразовым в том случае, если отделившиеся от него ступени были полностью спасены для повторного использования или ТКС является полностью многоступенчатой.

Текущую стадию разработки и совершенствования РН отличает стремление к созданию более универсальных аппаратов и их отдельных ступеней, в т. ч. и ступеней многократного использования. Предполагается, что создание новых ракет не вызовет принципиально новых конструктивных и

технологических проблем, так как основные элементы во многом схожи с уже испытанными и используемыми. Экономическая целесообразность в данном случае обеспечивается, например, повторным использованием возвращаемых ступеней с применением собственной двигательной установки (ДУ) [2]. Таким образом, заметим, что в наши дни возможен переход от одноразовой техники к полностью многоразовой. При этом важно понимать, что повторное и последующее использование любых технических устройств становится выгодным, когда связанные с этим затраты становятся соизмеримыми с затратами на использование одноразовых систем.

Во времена космической гонки были созданы несколько моделей интересующих нас многоразовых ТКС. В большинстве исторических справок речь идет в основном о предпосылках их создания.

Планируемый «Шаттл» («Space Shuttle» – американский многоразовый транспортный космический корабль) был, в соответствии с представленными проектировщиками первичными материалами, настолько дешевым и надежным, что будущие полеты в космос представлялись такими же безопасными и рутинными, как полеты гражданских авиалайнеров.

Первый полет состоялся 12 апреля 1981 г. [3]. Итогом, помимо дорогостоящего достижения орбиты (как относительно замысла, так и относительно известных цен выведения с помощью одноразовых средств), стал ненадежный (а в случае аварии – опасный) пилотируемый ТКК, потерявший преимущества относительно одноразовых ракет, поскольку:

- полный цикл операций (спасения, восстановления, транспортировки и сборки) по восстановлению твердотопливных ускорителей обходился почти в половину стоимости изготовления новых;

- маршевые жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) подлежали капитальному ремонту после каждой посадки; помимо того, для обеспечения нужного ресурса дополнительно было изготовлено 50 маршевых ДУ [4];

- после полета терялся внешний бак;

- шасси после каждой посадки подлежали полной замене;

- после каждого полета теплозащитное покрытие планера требовало длительного восстановления.

Первый опыт работы американцев с ТРК многоразового использования был таков, что многие важные элементы системы приходили в негодность после возвращения ТКК и требовали полной или частичной замены. В ином случае для них существовал вариант длительного (на практике – 2 месяца против заявленных 2-х недель) дорогостоящего восстановления. По-настоящему же многоразовым оказался только корпус челнока. Многолетняя эксплуатация «Шаттла» выявила слабые стороны программы, как в экономическом плане (заявленные на один запуск \$10 млн. – на 1971-й год – переросли в \$150 млн.) [4], так и в вопросе безопасности (катастрофа «Челенджера» привела к простоям программы длиной в два года) [5], также увязанном на деньги.

Наш же «Буран» задумывался как военная система в качестве противовеса уже существовавшему «Шаттлу». Первый полет состоялся 15 ноября 1988 г. Тогда и была совершена первая автоматическая посадка космического корабля многоразового использования.

ТС «Энергия-Буран» можно считать более эффективным космическим комплексом. Работы над его созданием начались спустя более чем через пять лет после начала работ над «Шаттлом» [6]. Это позволило нашим конструкторам учесть все зарубежные просчеты и ошибки, а также применить более современные методы проектирования, материалы, технологии производства, испытаний и пр. [7]. В то же время за «Шаттлом» остается его главное преимущество – 30 лет полетов в космос, невзирая на две тяжелейшие аварии, унесшие жизни 14 астронавтов.

Даже неполный обзор разработок ракетно-космических ТС говорит о значимости сложившихся тенденций в их совершенствовании. При расчете затрат на послеполетное обслуживание и ремонтно-восстановительные работы (РВВ) систем многократного применения использованы сведения [8], полученные в результате наземных стендовых и летных испытаний, практики «Энергии-Бурана», ЖРД многократного применения (РД-170, РД-0120). По результатам исследований, затраты на обслуживание и РВВ составили менее 30% от затрат на изготовление новых ракетных блоков. Также было установлено, что увеличение стоимости послеполетной подготовки и РВВ в два раза дает снижение экономического эффекта на 30% [9].

Чтобы оценить стоимость полного жизненного цикла РС многократного использования достаточно учесть суммарную стоимость операций подготовки к повторному запуску, затраты на РВВ, спасение, транспортировку систем, аренду помещений, затраты на отчуждение земель [9] и пр. –

в т. ч. и на разработку самой системы. Что касается единственного существующего на данный момент РН многоразового использования (выводящего полезную нагрузку на орбиту) – «Falcon 9» – нам известно только, что стоимость РВВ на возвращенной первой ступени чуть меньше половины от стоимости новой ступени [10]. Сколько стоит эксплуатация автономной баржи, на которую возвращают ступень, транспортировка ступени в ангар, керосин и кислород, отведенные для посадки – неизвестно. Для учета этих и прочих возможных особенностей предлагается данная методика оценивания стоимости, на данном этапе рассмотренная на примере одного из наиболее ценных объектов систем многократного применения – двигателя.

На отладку двигателя существует технологическая карта процессов. Это – маршрутная карта, которая даст возможность определить номенклатуру реальных работ, т. е. действительного перечня операций, производимых перед последующим запуском [11].

При решении задачи обеспечения надежной работы ЖРД при условии многократного применения в качестве образца для изучения и примера был выбран маршевый двигатель семейства «Merlin» ракеты-носителя «Falcon 9» [10], используемый компанией Space X последние несколько лет на первой и второй ступенях, после подробного изучения схемы и характеристик которого были выявлены агрегаты и элементы конструкции, нуждающиеся в проверке (доработке, некоторые – в замене) после полной отработки одного цикла вплоть до возвращения ступени и ее последующей транспортировки в пункт проверки, на основании сведений о которых был составлен перечень приемо-сдаточных испытаний (ПСИ) [12, 13], применимый к ЖРД многоразового использования в общем случае. Оба перечня приведены ниже.

Наиболее нуждающиеся в проверках перед повторным запуском в составе первой ступени элементы конструкции ЖРД [14], рассчитанного на многоразовое использование, указаны в таблице 1. Им приведены в соответствие нужные проверки – испытания с целью оценки технического состояния ЖРД или исследования протекающих в нем процессов [15].

Таблица 1. Проверки основных элементов конструкции ЖРД многоразового использования

№ п/п	Агрегат/элемент/параметр	Испытание
1	Форсуночная головка	На герметичность
2	Вал	Подбор критических режимов ротора
3	Камера	
3.1	Камера, а также сопряженные элементы конструкции	На герметичность
3.2	Напряженное деформационное состояние оболочки камеры	На прочность
4	Турбонасосный агрегат (ТНА)	
4.1	Турбина в комплекте с лопатками	
4.1.1		Крепление лопаток к основному колесу (диску)
4.1.2		Герметичность стыков
4.1.3		Работа уплотнений
4.1.4		Давление на вход-выход
4.1.5		Температурный нагрев
4.1.6		Газовые нагрузки
4.1.7		Нагрузка центробежных сил
4.2	Лопатка	На изгиб

На основании данного перечня параметров, используемых при анализе надежности [16] для характеристик одного из перечисленных свойств ЖРД, обеспечивающих работоспособное состояние, была составлена номенклатура испытаний, необходимая для проведения отладки жидкостных ракетных двигателей [13]. Каждый ЖРД проходит испытания автономно.

ЖРД многоразового использования. Приемо-сдаточные испытания.

Наименования операций (без присвоенных номеров операций)

1. Расконсервация двигателя.
2. Монтаж двигателя на стенд.
2. Продувка магистралей.
3. Продувка основных агрегатов (полостей).
4. Пролитка магистралей.
5. Приработка двигателя.
6. Отладка, проверка и регулирование автоматики и работы всех клапанов.
7. Проверка и настройка на редуктора, регуляторы.
8. Проверка режимов.
 - 8.1 Подготовительный (режим включения зажигания, в результате которого происходит воспламенение компонентов и распространение пламени по камере).
 - 8.2 Переходный (режим последовательного набора давления в камере сгорания до установления основного режима работы [16]).
 - 8.3 Основной (режим обеспечения номинального значения тяги).
 - 8.4 Возврат (режим повторного запуска в условиях пониженной тяжести).
 - 8.5 Возвращение (режим обеспечения заданной скорости снижения).
 - 8.6 Посадка (режим приземления).*
9. Контрольные точки высотной дроссельной характеристики.
10. Замер тяги, давления, частоты вращения, расхода в магистралах.
11. Контрольные точки дроссельной характеристики.
12. Закрытие клапанов.
13. Стравливание остатков топлива.
14. Продувка основных полостей и магистралей.
15. Обезжиривание основных магистралей и полостей.
16. Консервация двигателя.
17. Предъявление двигателя на Акт сдачи.
18. Демонтаж двигателя со стенда.
19. Упаковка двигателя.
20. Транспортировка в место хранения.

* – при этом, режимы 8.1-8.3 – основные, т.е. испытаниям подвергаются все двигательные установки ступени; режимам с 8.4 по 8.6 подвергаются только ДУ, задача которых в осуществлении возвращения первой ступени (например, взятый за основу исследований, маршевый двигатель семейства Merlin американской РН Falcon 9). Важно отметить, что двигатель, не прошедший проверку на каком-либо этапе, подлежит оценке специалиста и его последующем решении о ремонте или замене.

Принципы работы, функционирование и связи любой сложной организационно-технической системы могут быть представлены в виде последовательности взаимосвязанных процессов – функций [18]. На функциональной модели отображаются потоки субстанций (всего возможных варианта три: вещество, энергия и информация), связывающие функции.

Для наглядности работы алгоритма определения стоимости на рис. 1 представлен функциональный блок выстраивания логики ее оценивания. Функция (здесь: определение стоимости РН) интерпретируется как преобразователь входа (информации о состоянии ракеты) в выход (информация о стоимости ракеты) под воздействием управления (объекта, воздействующего на способ, которым блок преобразует вход в выход – многократность запуска) при помощи механизма (объекта, который не потребляется сам по себе, непосредственно выполняя преобразование входа в выход – программно-реализованная модель стоимости).

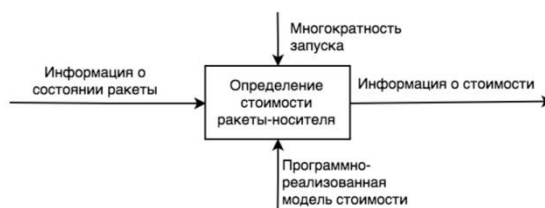


Рис. 1. Функциональная модель выстраивания логики оценивания стоимости: главная функция.

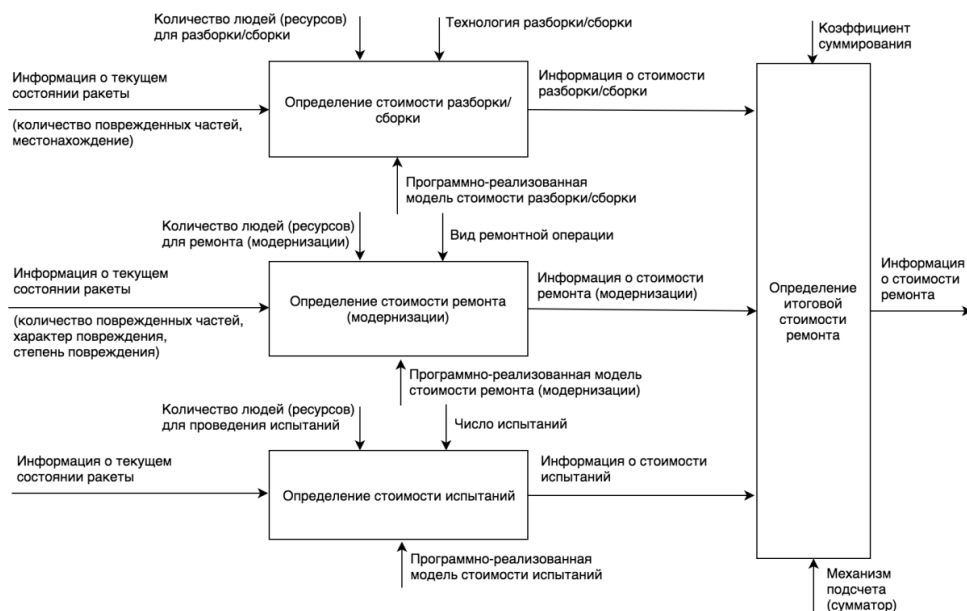


Рис. 2. Функциональная модель выстраивания логики оценивания стоимости ремонта.

Согласно принципам прикладной системологии [18], выявление формальной структуры механизма выполнения главной полезной функции можно достичь ее декомпозицией с указанием вспомогательных функций, обеспечивающих выполнение главной. Таким образом представляя вспомогательные функции при известных их свойствах, могут быть выведены свойства системы данного уровня. Например, стоимость ремонта, включающая в себя так же стоимости разборки-сборки, модернизации и испытаний, приведена на функциональной модели выстраивания логики в оценке данного этапа (рис. 2). Для оценивания свойств системы (интересующая нас стоимость этапа) раскрыты соответствующие подразделы (известные свойства систем ближайшего нижнего иерархического уровня), отображающие влияние многообразности в качестве элемента управления.

Технология возвращения и эксплуатация многоразовых ТКС имеют свою стоимость. Многоразовую ракету приходится оснащать дополнительным оборудованием и заправлять топливом для посадки. Это снижает массу полезной нагрузки, которую аппарат может выводить на орбиту, а вместе с тем и экономическую эффективность грузового полета. Кроме того, для каждого ТКС существует большой набор индивидуальных операций, связанных с транспортировкой, ремонтом систем и агрегатов, заменой деталей, увязанный на финансовые ресурсы. Важно выяснить, насколько повторное использование первой ступени сможет удешевить запуски. Схема окажется выгодной, только если прибыль от доставки грузов будет перекрывать расходы на перезапуск первой ступени. Выше была предложена методика оценивания стоимости средства выведения, разбитая на этапы, приведены ее основные принципы.

Описанная выше методика должна быть положена в основу сравнительной оценки двух вариантов – одноразового и многоразового средства доставки полезного груза. Предложенная методика даст возможность оценивать конкретные варианты и по результатам этой оценки можно будет определить, будет ли выгодным использование системы однократного применения по сравнению с многократной, или нет.

Библиографический список

1. Ануреев И.И. Ракеты многократного использования. М.: Воениздат, 1975. 214 с.
2. Чекалин С.В. Транспортные космические системы. М.: Знание, 1990. 64 с.
3. Левантовский В.И. Транспортные космические системы. М.: Знание, 1976. 64 с.

4. Как провалилась программа Space Shuttle. Научно-популярный портал «Нечто». [Электронный ресурс]. URL: <http://nechtoportal.ru/tehnika-2>. Дата обращения – 18.03.2018.
5. Сурнин В.А. Некоторые проблемы развития воздушно-космических транспортных систем многократного использования // Из истории авиации и космонавтики. Вып 61. М.: 1990. С. 39 – 60.
6. История разработки многоразовой транспортно-космической системы (МТКС) "Спейс Шаттл". [Электронный ресурс]. URL: <http://www.buran.ru/hm/shuttle.htm>. Дата обращения – 13.03.2018.
7. История создания многоразового орбитального корабля "Буран" (изделия 11Ф35). [Электронный ресурс]. URL: <http://www.buran.ru/hm/history.htm>. Дата обращения – 18.03.2018.
8. Многоразовые транспортные космические системы. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.buran.ru/hm/39-3.htm>. Дата обращения – 05.03.2018.
9. Шесть запусков многоразовой ракеты. [Электронный ресурс]. URL: <https://vakhnenko.livejournal.com>. Дата обращения - 05.03.2018.
10. SpaceX Falcon 9 product page. Space Exploration Technologies Corp. 2013. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.spacex.com/falcon9/>. Дата обращения – 07.02.2018.
11. Бахвалов Ю.О. Испытания ракетно-космической техники. Введение в специальность [Текст]: учеб. пособие / Ю.О. Бахвалов. М.: ООО «АИР», 2015. 228 с.
12. Жуковский А.Е. Испытания жидкостных ракетных двигателей: учебник для вузов / А. Е. Жуковский, В. С. Кондрусев, В. В. Окорочков. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1992. 351 с.
13. ГОСТ Р 56099-2014. Двигатели ракетные жидкостные. Методика утяжеленных испытаний. М.: Стандартинформ, 2015.
14. Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов: учеб. пособие для вузов под ред. А.А. Медведева. М.: Машиностроение, 2009. 504 с.
15. Евтифьев М.Д. Испытания ракетно-космической техники: учебное пособие для вузов. Красноярск: СибГАУ им. акад. М. Ф. Решетнева, 2005. 325 с.
16. Гахун Г.Г., Баулин В.И., Володин В.А., Курпатенков В.Д., Краев М.В., Трофимов В.Ф. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей: Учебник для студентов вузов по специальности «Авиационные двигатели и энергетические установки». М.: Машиностроение, 1989. 429 с.
17. Шулепов А.И., Петровичев М. А., Панков А. А. Основы устройства ракет: электрон. учеб. пособие. Самара: СГАУ им. С. П. Королева, 2012.
18. Гусева В.Н. Прикладная системология: конспект лекций. СПб: БГТУ «Военмех», 2015. 36 с.

УДК 621.45.02

ПРИМЕНЕНИЕ МОДЕЛИ ДАРСИ К РАСЧЕТУ ПОРИСТОГО ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕРЫ ЖРД

Ю. В. Ермолаева, Ю. В. Анискевич

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова

Одним из перспективных направлений совершенствования жидкостных ракетных двигателей является использование транспирационного охлаждения. Данный способ охлаждения позволяет снизить потери удельного импульса за счет уменьшения расхода охлаждающего компонента на создание защитного пристеночного слоя. Однако в настоящее время в литературе отсутствует методика расчета пористого охлаждения камеры ЖРД, позволяющая проводить обоснование параметров пористого материала внутренней стенки по длине камеры. Новизна данной работы заключается в формировании методики расчета транспирации на основе математической модели тепловых процессов, протекающих при транспирационном охлаждении в камере ЖРД.

Для построения математической модели течения охладителя через пористую огневую стенку камеры ЖРД примем сначала некоторые допущения. Считаем, что в тракте охлаждения находится газообразный водород. В качестве материала внутренней стенки выберем пористый сетчатый материал (ПСМ) с сетками из меди, так как медь относится к материалам со слабой водородной охрупчиваемостью и обладает высокой теплопроводностью. ПСМ из фильтровых тканых сеток являются наиболее совершенными для применения в качестве материалов стенки камеры сгорания, так как обладают высокой прочностью, технологичны, имеют широкий диапазон пористости. Также